

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION  
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété  
Intellectuelle  
Bureau international



(43) Date de la publication internationale  
28 juillet 2005 (28.07.2005)

PCT

(10) Numéro de publication internationale  
**WO 2005/069094 A1**

(51) Classification internationale des brevets<sup>7</sup> : **G05D 1/06**

(21) Numéro de la demande internationale :  
PCT/EP2004/053431

(22) Date de dépôt international :  
13 décembre 2004 (13.12.2004)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :  
03/15035 19 décembre 2003 (19.12.2003) FR

(71) Déposant (*pour tous les États désignés sauf US*)  
: THALES [FR/FR]; 45, rue de Villiers, F-92200  
Neuilly-sur-Seine (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (*pour US seulement*) : **DEKER,  
Guy** [FR/FR]; Intellectual Property, 31-33, avenue Aristide  
Briand, F-94117 Arcueil Cedex (FR).

(74) Mandataires : **ESSELIN, Sophie** etc.; Thales Intellectual  
Property, 31-33, avenue Aristide Briand, F-94117 Arcueil  
(FR).

(81) États désignés (*sauf indication contraire, pour tout titre de  
protection nationale disponible*) : AE, AG, AL, AM, AT,  
AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO,  
CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB,  
GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG,  
KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MA, MD, MG,  
MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NI, NO, NZ, OM, PG, PH,  
PL, PT, RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SY, TJ, TM, TN,  
TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, YU, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (*sauf indication contraire, pour tout titre  
de protection régionale disponible*) : ARIPO (BW, GH,  
GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM,  
ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM),  
européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI,  
FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, MC, NL, PL, PT, RO,  
SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN,  
GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale

*En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abrévia-  
tions, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et  
abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de  
la Gazette du PCT.*

(54) Title: METHOD FOR ASSISTING LOW ALTITUDE NAVIGATION OF AN AIRCRAFT

(54) Titre : PROCEDE D'AIDE A LA NAVIGATION A BASSE ALTITUDE D'UN AERONEF

(57) **Abstract:** The invention relates to a method for assisting low altitude navigation of an aircraft equipped with a computer capable of determining a flight plan ground path from passage points P of altitude alt(P) and from performances of the aircraft. The method comprises the following steps: for each point P, calculating a safe altitude, alt safe, to obtain a point P<sub>safe</sub>; calculating a safety profile formed from segments joining the points P<sub>safe</sub>; extracting the peaks S from points P<sub>safe</sub>; determining the weight of the aircraft at these points S according to the distance between the aircraft and S and its consumption over this distance, the consumption being one of the performances; for each point S, determining the maximum gradient of climb MaxClimbFPA and the maximum gradient of descent MaxDescFPA according to the performances and the weight; defining two performance segments that present the gradients MaxClimbFPA and MaxDescFPA on either side of point S, and; calculate a performance profile, which is formed from performance segments and which enables a performance altitude, alt perf (P), to be associated with each point P of the safety profile.

(57) **Abrégé :** L'invention concerne un procédé d'aide à la navigation à basse altitude d'un aéronef équipé d'un ordinateur apte à déterminer une trajectoire sol de plan de vol à partir des points de passage P d'altitude alt(P), et des performances de l'aéronef. Il comprend les étapes suivantes - pour chaque point P, calculer une altitude de sécurité, alt séc, pour obtenir un point P<sub>séc</sub>, - calculer un profil de sécurité formé des segments joignant les points P<sub>séc</sub>, - extraire des sommets S parmi les points P<sub>séc</sub>, - déterminer le poids de l'aéronef en ces points S en fonction de la distance entre l'aéronef et S et de sa consommation sur cette distance, la consommation étant une des performances, - pour chaque point S, déterminer la pente maximale de montée MaxClimbFPA et la pente maximale de descente MaxDescFPA, en fonction des performances et du poids, définir deux segments de performance qui présentent des pentes MaxClimbFPA et MaxDescFPA de part et d'autre du point S, - calculer un profil de performance formé des segments de performance et qui permet d'associer à chaque point P du profil de sécurité, une altitude de performance, alt perf (P) .

WO 2005/069094 A1

**PROCEDE D'AIDE A LA NAVIGATION A BASSE ALTITUDE D'UN AERONEF**

L'invention concerne la navigation à basse altitude d'un aéronef.

On connaît déjà des procédés d'aide à la navigation à basse altitude pour des avions très manoeuvrables tels que les avions de chasse. Mais ils ne sont pas adaptés à des aéronefs ayant des performances de manoeuvrabilité limitées tels que les avions cargo ou les avions de ligne.

Un but important de l'invention est donc de proposer un procédé d'aide à la navigation à trois dimensions (3D), sécurisée, à basse altitude pour un aéronef présentant des performances limitées.

Pour atteindre ce but, l'invention propose un procédé d'aide à la navigation à basse altitude d'un aéronef équipé d'un calculateur de gestion du vol apte à déterminer une trajectoire sol de plan de vol de l'aéronef à partir d'un enchaînement de segments droits et/ou courbes joignant des points de passage au sol P ayant une altitude  $\text{alt}(P)$ , la trajectoire sol tenant compte des performances et limitations de l'aéronef, principalement caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes consistant pour le calculateur de gestion du vol à :

- pour chaque point P de la trajectoire sol, calculer une altitude de sécurité,  $\text{alt}_{\text{séc}}$ , pour obtenir un point  $P_{\text{séc}}$  telle que

$$\text{alt}_{\text{séc}}(P_{\text{séc}}) = \text{Max} [\text{alt}(P + \text{mrg lat D}), \text{alt}(P + \text{mrg lat G})] + \text{mrg vert},$$

- mrg lat D et G étant respectivement des marges latérales droite et gauche prédéterminées, mrg vert étant une marge verticale prédéterminée,

- calculer un profil de sécurité formé des segments de sécurité joignant les points  $P_{\text{séc}}$ ,

- extraire des points sommets S parmi les points  $P_{\text{séc}}$  du profil de sécurité tels que les K points situés avant S et après S ont une altitude de sécurité inférieure à celle de S, K étant un paramètre déterminé,

- déterminer le poids de l'aéronef en ces points S en fonction de la distance le long du profil de sécurité entre l'aéronef et ce point S et de la consommation de l'aéronef sur cette distance, la consommation étant une des performances et limitations de l'aéronef,

- pour chaque point S, déterminer la pente maximale de montée  $\text{MaxClimbFPA}$  que peut supporter l'aéronef pour atteindre S et la pente maximale de descente  $\text{MaxDescFPA}$  que peut supporter l'aéronef pour

suivre la trajectoire sol au plus bas après avoir franchi S, en fonction des performances et limitations de l'aéronef et du poids, définir deux segments de performance qui présentent une première extrémité en S, des pentes MaxClimbFPA et MaxDescFPA de part et d'autre du point S et une seconde  
5 extrémité au point d'intersection avec le terrain ou avec un autre segment de performance issu d'un autre point S,

- calculer un profil de performance formé des segments de performance et qui permet d'associer à chaque point P du profil de sécurité, une altitude de performance, alt perf (P) .

10 Selon une caractéristique de l'invention, un profil volable à basse altitude est déterminé à partir du profil de sécurité et du profil de performance.

Ce procédé permet de calculer rapidement un profil volable à trois dimensions sûr et optimisé pour suivre la trajectoire sol, en particulier dans  
15 un environnement à relief important ; il permet ainsi de minimiser le temps durant lequel le pilote de l'aéronef doit piloter manuellement avant que le pilote automatique ne puisse reprendre la main avec sécurité sur le profil 3D mis à jour.

Selon une caractéristique de l'invention, la détermination du profil  
20 volable consiste plus précisément à calculer pour chaque point P de la trajectoire sol, une altitude de vol à basse altitude, alt vol, pour obtenir un point  $P_{vol}$  telle que

$$alt\ vol\ (P_{vol}) = \text{Max} [alt\ séc\ (P), alt\ perf\ (P)],$$

le profil volable à basse altitude étant formé des segments  
25 joignant les points  $P_{vol}$  .

Le profil volable est ainsi toujours plus haut que le (ou égal au) profil de sécurité et ne nécessite donc pas de vérification a posteriori des altitudes du profil par rapport à celles du terrain.

Le calculateur de gestion de vol disposant de la vitesse et de la  
30 direction du vent, de la vitesse de l'aéronef, de l'altitude du terrain, de la température locale, les pentes MaxClimbFPA et MaxDescFPA sont de préférence pondérées en fonction de la vitesse et de la direction du vent et/ou de la vitesse de l'aéronef, et/ou de l'altitude du terrain et/ou de la température locale.

L'invention concerne également un système de gestion de vol comportant une unité centrale qui communique avec une interface d'entrée-sortie, une mémoire de programme, une mémoire de travail, une mémoire de stockage de données, au moyen de circuits de transfert de données, l'interface d'entrée-sortie étant reliée à une base de données du terrain à survoler, caractérisé en ce que la mémoire de programme comprend un programme de mise-en-oeuvre du procédé tel que décrit.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description détaillée qui suit, faite à titre d'exemple non limitatif et en référence aux dessins annexés dans lesquels :

la figure 1 représente schématiquement un système de gestion de vol FMS,

les figures 2a et 2b représentent schématiquement un profil de sécurité, vu selon une coupe perpendiculaire à la trajectoire sol (figure 2a), ou en perspective (figure 2b),

la figure 3 illustre les pentes de montée maximale MaxClimbFPA et de descente maximale MaxDescFPA,

la figure 4 représente schématiquement une trajectoire sol, et des profils de sécurité, de performance et volable à basse altitude vus en coupe selon l'axe de la trajectoire sol,

les figures 5a, 5b, 5c, 5d illustrent schématiquement le calcul d'une transition verticale autour d'un sommet ou d'un obstacle S.

On va considérer dans la suite que l'aéronef comprend un calculateur de gestion de vol FMS (acronyme de l'expression anglo-saxonne « Flight Management System »).

Ce calculateur FMS représenté figure 1, comporte de manière classique une unité centrale 101 qui communique avec une interface d'entrée-sortie 106, une mémoire de programme 102, une mémoire de travail 103, une mémoire de stockage de données 104, au moyen de circuits 105 de transfert de données entre ces divers éléments. L'interface d'entrée-sortie est reliée à divers dispositifs tels qu'une interface homme-machine 107, des capteurs 108, .... Une table de performance, spécifique de l'aéronef, et une trajectoire sol de plan de vol sont stockées dans la mémoire de données. On

rappelle qu'une trajectoire sol de plan de vol est établie à partir d'une liste de points de passage PP que l'aéronef doit survoler et est composée de segments droits et/ou courbes joignant ces points comme illustré figure 2b. Les courbes correspondent à des transitions calculées autour des points PP

5 en tenant compte des limitations de l'aéronef. Cette trajectoire sol est échantillonnée selon un pas  $p$  : on obtient alors une liste de points de passage P, d'altitude sol  $\text{alt}(P)$ . Dans la table de performance, on trouve les performances et limitations de l'aéronef, par exemple les limitations en

10 vitesse, en pente de l'aéronef, son altitude maximale, sa vitesse de décrochage, sa consommation, son rayon de virage, son roulis, etc.

Le calculateur FMS est relié notamment à une base de données 109 du terrain à survoler, généralement représenté sous forme de mailles rectangulaires.

Le procédé selon l'invention est basé sur la détermination d'un

15 profil de vol à basse altitude au moyen du calculateur FMS. Il comprend les étapes suivantes qui consistent à :

a) Calculer à partir de la trajectoire sol, des marges latérales droite « mrg lat D » et gauche « mrg lat G » en fonction notamment des performances et limitations de navigation de l'aéronef et de l'erreur sur la

20 position estimée ou EPU (acronyme de l'expression anglo-saxonne « Estimated Position Uncertainty »). Lorsque l'erreur sur la position estimée varie et lorsque cette variation est stabilisée dans le temps, les marges latérales sont mises à jour ainsi que le calcul qui suit. Ces marges latérales sont éventuellement identiques.

b) Pour chaque point P de la trajectoire sol, calculer l'altitude de terrain maximale entre les deux limites définies par la trajectoire sol décalée de la marge latérale droite, et celle du même point décalé de la marge latérale gauche. A cette altitude maximale, on ajoute une marge verticale, « mrg vert » pour obtenir une altitude de sécurité, « alt séc » d'un point  $P_{\text{séc}}$ .

30 On peut aussi écrire :

$$\text{alt séc } (P_{\text{séc}}) = \text{Max} [\text{alt}(P + \text{mrg lat D}), \text{alt}(P + \text{mrg lat G})] + \text{mrg vert}$$

La marge verticale est déterminée par le pilote en tenant compte éventuellement du terrain.

En associant ainsi ces altitudes de sécurité aux points P de la trajectoire sol, on obtient une liste de points  $P_{\text{séc}}$  joints par des segments qui forment un profil de sécurité illustré figures 2a et 2b.

c) Extraire les plus hauts points S du profil de sécurité, représentés figure 4 en éliminant les points intermédiaires plus bas. Cela signifie qu'un point S est tel que les K points précédents et suivants,  $K > 0$ , sont situés à une altitude inférieure. Plus précisément, un sommet S est tel que l'écart entre les pentes moyennes des segments sur les K points précédents et les K points suivants est supérieure à une pente seuil. Le paramètre K et la pente seuil dépendent du relief et/ou des performances et limitations de l'aéronef ; ils sont aussi de préférence déterminés en fonction du pas d'échantillonnage p. On a par exemple  $K=5$ , pente seuil =  $5^\circ$  pour  $p=300\text{m}$ .

Cette extraction des sommets S a pour but de réduire le nombre de points à traiter et par conséquent le temps de réponse du calculateur de vol qui doit être le plus court possible. Le nombre de points à traiter est par exemple réduit d'un facteur 20 à 50.

Lorsque des points S successifs sont trop proches c'est-à-dire espacés de moins d'une distance minimale  $D_{\text{min}}$ , ils sont mis en mémoire dans une liste et seuls les deux points S de cette liste ayant la plus haute altitude sont retenus. On a par exemple  $D_{\text{min}}$  égale à eux fois le rayon de virage de l'aéronef.

d) Estimer alors le poids de l'aéronef en ces points S en fonction notamment de la distance curviligne le long du profil de sécurité entre l'aéronef et ce point S, de la consommation de l'aéronef sur cette distance si celle-ci était parcourue à plat, c'est-à-dire avec une pente nulle. Cette consommation dépend de l'altitude du point S, de la vitesse estimée, des performances et limitations de l'aéronef, de la vitesse et de la direction du vent. Déterminer à partir de ce poids estimé en S et de la table de performance spécifique de l'aéronef, les pentes maximales avant et après chaque point S, c'est-à-dire les pentes maximales que peut supporter l'aéronef pour atteindre S et pour suivre la trajectoire sol au plus bas après avoir franchi S. Les pentes maximales issues de la table de performance dépendent du poids de l'aéronef, de l'altitude des sommets, de la variation de température  $\Delta\text{ISA}$  (acronyme de l'expression anglo-saxonne

« International Standard Atmosphere ») par rapport à la température standard, de la vitesse de l'aéronef et éventuellement des emports extérieurs à l'aéronefs pouvant avoir un impact sur les forces de traînée. Ces pentes maximales, dépendant de l'altitude du terrain à survoler et définies en tenant  
5 compte des conditions de vol les plus critiques (moteur en panne, ...), sont respectivement désignées MaxClimbFPA pour la pente maximale en montée et MaxDescFPA pour la pente maximale en descente. Elles sont représentées figure 3. MaxClimbFPA est notamment déterminée en fonction de la puissance disponible de l'aéronef et éventuellement en supposant un  
10 moteur en panne.

Ces pentes maximales sont ensuite pondérées en fonction de la vitesse et de la direction du vent. En présence d'une composante de vent arrière, l'aéronef doit se mettre en montée plus tôt et la pente du segment de montée vers S sera alors diminuée ou anticipée ; celle du segment de  
15 descente sera de préférence maintenue. En présence d'une composante de vent debout, la pente du segment de montée vers S sera plus forte et l'aéronef atteindra l'altitude du sommet S plus tôt ; celle du segment de descente sera diminuée ou retardée dans le temps. Les composantes de vitesse du vent sont issues par exemple de prédictions météo à court terme  
20 ou estimées en temps réel et sont stockées dans la mémoire de données du FMS.

L'altitude d'un point de départ S et les pentes maximales pondérées définissent deux segments de performance qui présentent une première extrémité en S, des pentes MaxClimbFPA et MaxDescFPA  
25 pondérées de part et d'autre du point S et une seconde extrémité au point d'intersection avec le relief ou avec un autre segment. Les segments déterminés pour l'ensemble des points S forment un profil de performance, qui permet d'associer à chaque point P de la trajectoire sol, une altitude de performance, « alt perf ». Quant à un point de la trajectoire sol correspond  
30 deux altitudes de performances issues de segments de performance l'un montant, l'autre descendant, l'altitude la plus haute est retenue comme illustré figure 3, dans la région III.

e) Déterminer un profil volable à basse altitude illustré figure 4 en choisissant pour chaque point P de la trajectoire sol, une altitude de vol « alt  
35 vol » égale à l'altitude la plus haute entre celle du profil de sécurité et celle

du profil de performance. On désigne par  $P_{vol}$ , le point obtenu. On peut aussi écrire :

$$\text{alt vol } (P_{vol}) = \text{Max} [\text{alt séc}(P), \text{alt perf}(P)]$$

Les segments joignant l'ensemble des points  $P_{vol}$  forment un profil  
5 volable, qui à chaque point  $P$  de la trajectoire sol associe une altitude de vol, « alt vol ». Sur l'exemple de la figure 4, le profil volable coïncide avec le profil de sécurité sur une région I, et avec le profil de performance sur la région II. Un nouveau segment est créé joignant un point du profil de sécurité à un point du profil de performance comme illustré dans la région III.

10 La détermination de ce profil volable peut être optimisée selon les trois critères suivants qui sont minimisés en fonction du contexte :

- hauteur moyenne entre le profil volable et l'altitude du terrain,
- marges latérales,
- temps de réponse du calcul du profil volable par le calculateur de

15 vol.

En cas de fonctionnement dégradé du dispositif suite par exemple à une panne ou à une interruption volontaire de la fonction, le dernier critère est privilégié.

D'autres optimisations peuvent intervenir.

20 La trajectoire sol est formée de segments et/ou de courbes joignant des points  $P$  à survoler. Ces points sont généralement distants d'un pas  $p$  constant représenté figure 2b. On a par exemple  $p=100\text{m}$ . Cet échantillonnage à pas constant est coûteux en temps de calcul pour les calculs basés sur cette trajectoire. Une première solution consiste à prendre  
25 un pas d'échantillonnage  $p$  plus grand. Une autre solution consiste à utiliser un pas d'échantillonnage  $p$  variant en fonction de la pente du terrain ; les points de la trajectoire sol sont filtrés en fonction de la pente entre ces points. Plus la pente est faible plus le pas  $p$  est grand et inversement plus la pente varie comme c'est le cas en terrain montagneux, plus le pas  $p$  est petit. Le  
30 pas a cependant une limite inférieure  $p_{inf}$  et une limite supérieure  $p_{sup}$ . On a par exemple  $p_{inf}$  égal à une demie largeur de maille de la base de données terrain, soit environ  $0.15/2$  N (mile nautique) et  $p_{sup}$  égal à environ 1km. Ces solutions permettent de réduire le nombre de points à traiter, par plusieurs filtres spécifiques.



Souvent, comme représenté figure 5a, compte tenu des marges de sécurité verticales d'une trajectoire de plan de vol classique comportant notamment un point P à survoler en passant par P', l'aéronef peut survoler ce point P en suivant une courbe théorique appelée transition verticale théorique TV volée à facteur de charge constant, et qui passe sous la trajectoire de vol prévue, c'est-à-dire sous P', à une distance  $\Delta H$ . La transition verticale théorique TV, calculée par le FMS, a la forme d'une parabole qui est tangente aux deux segments joignant P'. Mais lorsque la trajectoire de vol est celle du profil volable à basse altitude calculé au plus juste, il est dangereux que l'aéronef suive cette transition verticale théorique qui passerait sous un point S comme illustré figure 5b. Une solution illustrée figure 5c consiste à surélever artificiellement le profil volable en S d'une hauteur  $\Delta H$  pour obtenir S' : la transition verticale attendue TV' est ainsi également surélevée de  $\Delta H$  par rapport à TV. Le profil volable est alors modifié en ajustant les segments SegClimb, SegDesc issus de S, de manière à ce que les nouveaux segments SegClimb', SegDesc' issus de S' soient tangents à la transition attendue TV' comme illustré figure 5c : on obtient alors un nouveau profil volable.

Lorsque les pentes (de l'un ou) des deux nouveaux segments SegClimb', SegDesc' sont respectivement supérieures à MaxClimbFPA et MaxDescFPA, (ce ou) ces nouveaux segments sont remplacés par des segments SegClimb'', SegDesc'' dont les pentes imposées sont respectivement MaxClimbFPA et MaxDescFPA. L'extrémité basse de (ce ou) ces segments SegClimb'', SegDesc'' sont alors rehaussées d'une hauteur  $\Delta H'$  correspondante comme illustré figure 5d.

## REVENDICATIONS

1. Procédé d'aide à la navigation à basse altitude d'un aéronef équipé d'un calculateur de gestion du vol apte à déterminer une trajectoire sol de plan de vol de l'aéronef à partir d'un enchaînement de segments droits
  - 5 et/ou courbes joignant des points de passage au sol P ayant une altitude  $\text{alt}(P)$ , la trajectoire sol tenant compte des performances et limitations de l'aéronef, principalement caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes consistant pour le calculateur de gestion du vol à :
    - pour chaque point P de la trajectoire sol, calculer une altitude de
      - 10 sécurité,  $\text{alt}_{\text{séc}}$ , pour obtenir un point  $P_{\text{séc}}$  telle que
 
$$\text{alt}_{\text{séc}}(P_{\text{séc}}) = \text{Max} [\text{alt}(P + \text{mrg lat D}), \text{alt}(P + \text{mrg lat G})] + \text{mrg vert},$$
 mrg lat D et G étant respectivement des marges latérales droite et gauche prédéterminées, mrg vert étant une marge verticale prédéterminée,
        - calculer un profil de sécurité formé des segments de sécurité
          - 15 joignant les points  $P_{\text{séc}}$ ,
            - extraire des points sommets S parmi les points  $P_{\text{séc}}$  du profil de sécurité tels que les K points situés avant S et après S ont une altitude de sécurité inférieure à celle de S, K étant un paramètre déterminé,
            - déterminer le poids de l'aéronef en ces points S en fonction de la
              - 20 distance le long du profil de sécurité entre l'aéronef et ce point S et de la consommation de l'aéronef sur cette distance, la consommation étant une des performances et limitations de l'aéronef,
              - pour chaque point S, déterminer la pente maximale de montée  $\text{MaxClimbFPA}$  que peut supporter l'aéronef pour atteindre S et la pente maximale de descente  $\text{MaxDescFPA}$  que peut supporter l'aéronef pour
                - 25 suivre la trajectoire sol au plus bas après avoir franchi S, en fonction des performances et limitations de l'aéronef et du poids, définir deux segments de performance qui présentent une première extrémité en S, des pentes  $\text{MaxClimbFPA}$  et  $\text{MaxDescFPA}$  de part et d'autre du point S et une seconde
                  - 30 extrémité au point d'intersection avec le terrain ou avec un autre segment de performance issu d'un autre point S,
                  - calculer un profil de performance formé des segments de performance et qui permet d'associer à chaque point P du profil de sécurité, une altitude de performance,  $\text{alt}_{\text{perf}}(P)$  .

2. Procédé d'aide à la navigation selon la revendication précédente, caractérisé en ce qu'il comporte en outre l'étape consistant à déterminer un profil volable à basse altitude à partir du profil de sécurité et du  
5 profil de performance.

3. Procédé d'aide à la navigation selon la revendication précédente, caractérisé en ce que la détermination du profil volable à basse altitude consiste à calculer pour chaque point P de la trajectoire sol, une  
10 altitude de vol à basse altitude, alt vol, pour obtenir un point P<sub>vol</sub> telle que  
$$\text{alt vol (P}_{\text{vol}}) = \text{Max} [\text{alt séc (P)}, \text{alt perf (P)}],$$
  
le profil volable à basse altitude étant formé des segments joignant les points P<sub>vol</sub>.

15 4. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il consiste à échantillonner les points P selon un pas p, et en ce que K est déterminé en fonction de p et/ou d'une pente seuil et/ou du terrain et/ou des performances et limitations de l'aéronef.

20 5. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le calculateur de gestion de vol présentant une erreur sur la position estimée, Mrg lat D et G sont déterminées en fonction des performances et limitations de l'aéronef et de l'erreur sur la position estimée.

25 6. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le calculateur de gestion de vol disposant de la vitesse et de la direction du vent, de la vitesse de l'aéronef, de l'altitude du terrain, de la température locale, les pentes MaxClimbFPA et  
30 MaxDescFPA sont pondérées en fonction de la vitesse et de la direction du vent et/ou de la vitesse de l'aéronef, et/ou de l'altitude du terrain et/ou de la température locale.

7. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'aéronef étant équipé de moteurs, la pente MaxClimbFPA est calculée en supposant un moteur en panne.

5                   8. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que le calculateur de gestion de vol étant relié à une base de données terrain composée de mailles présentant une largeur prédéterminée L, et comportant des informations sur la pente du terrain, il consiste à échantillonner les points P selon un pas p déterminé en  
10 fonction de la pente du terrain et de la largeur L des mailles.

                  9. Procédé d'aide à la navigation selon l'une des revendications 2 à 8, caractérisé en ce qu'une parabole de transition étant associée aux segments SegClimb, SegDesc du profil volable, issus d'un sommet S, le haut  
15 de la parabole étant situé à  $\Delta H$  de S, il consiste à :

                  calculer un nouveau sommet S' situé à  $\Delta H$  au-dessus du sommet S,  
                  rehausser la parabole de transition de  $\Delta H$ ,  
                  définir des segments SegClimb', SegDesc' issus de S' de manière  
20 à ce qu'ils soient tangents à la parabole de transition rehaussée et à obtenir un nouveau profil volable.

                  10. Calculateur de gestion du vol d'un aéronef comportant une unité centrale (101) qui communique avec une interface d'entrée-sortie (106),  
25 une mémoire de programme (102), une mémoire de travail (103), une mémoire de stockage de données (104), au moyen de circuits (105) de transfert de données, l'interface d'entrée-sortie (106) étant reliée à une base de données (109) du terrain à survoler, caractérisé en ce que la mémoire de programme comprend un programme de mise-en-oeuvre du procédé selon  
30 l'une des revendications précédentes.

1/3

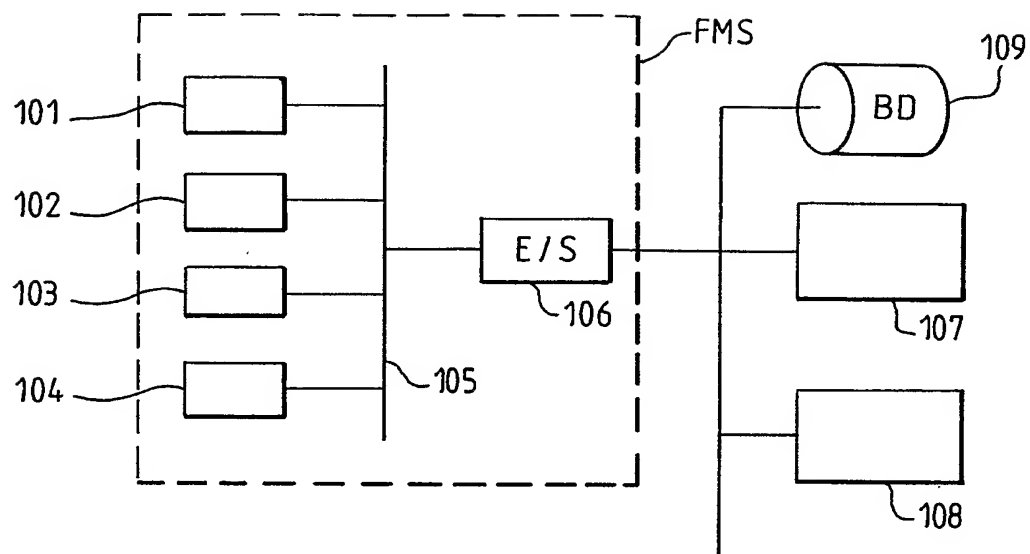


FIG.1

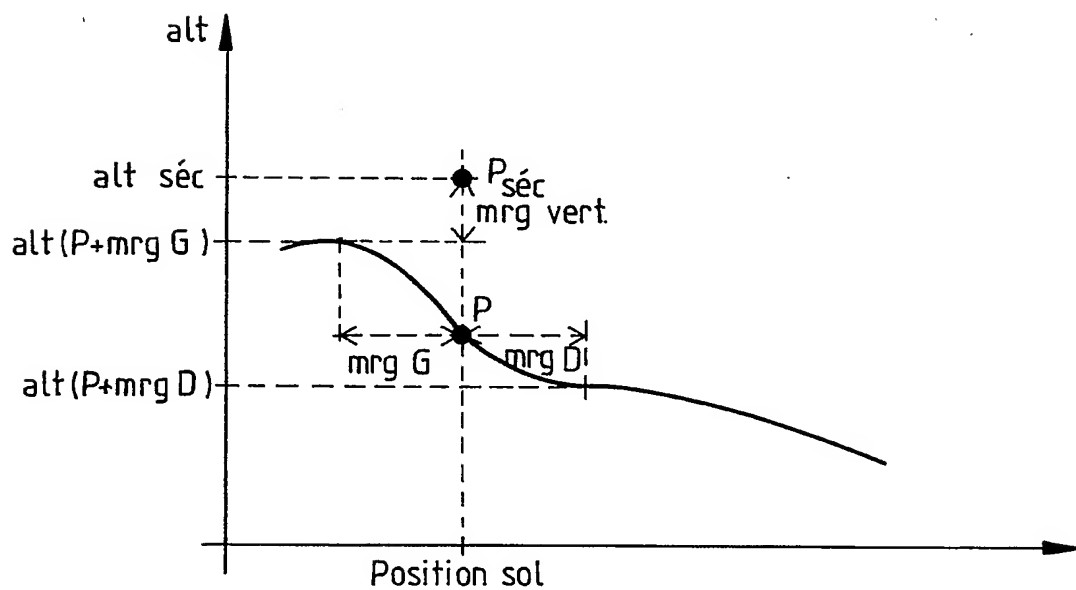
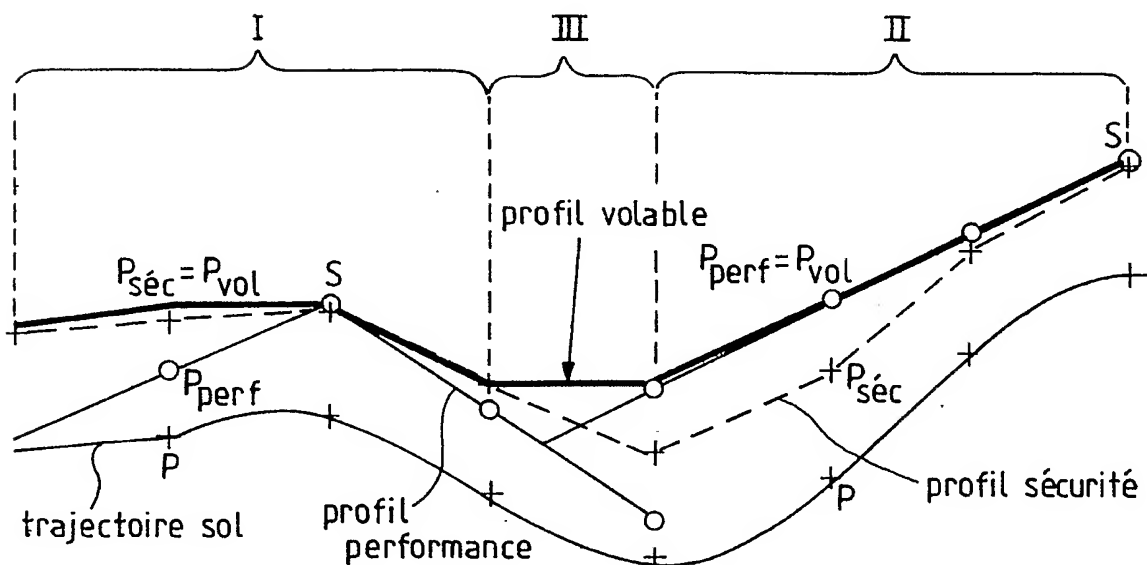
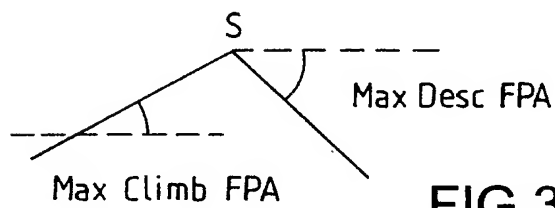
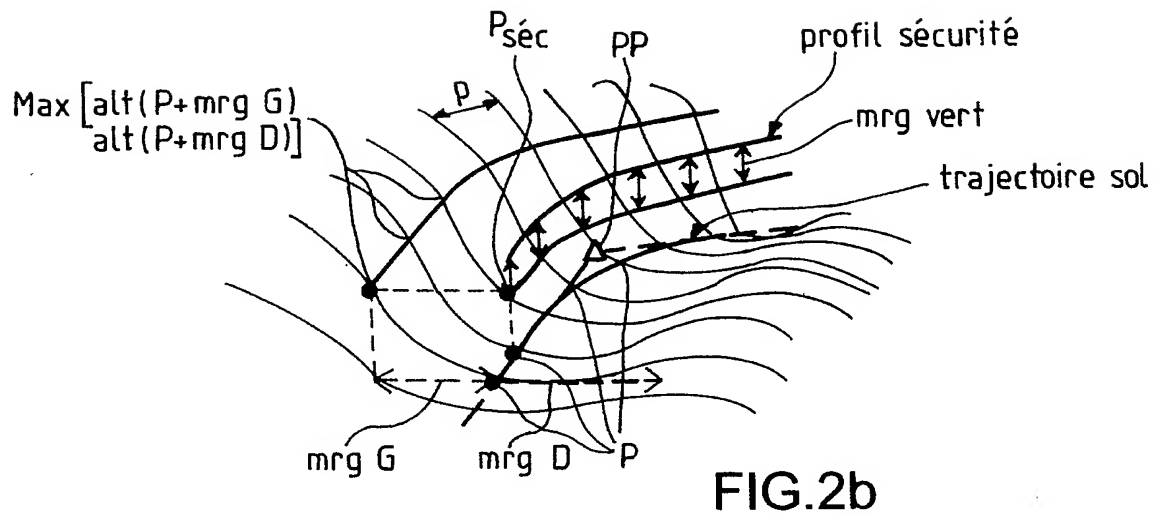
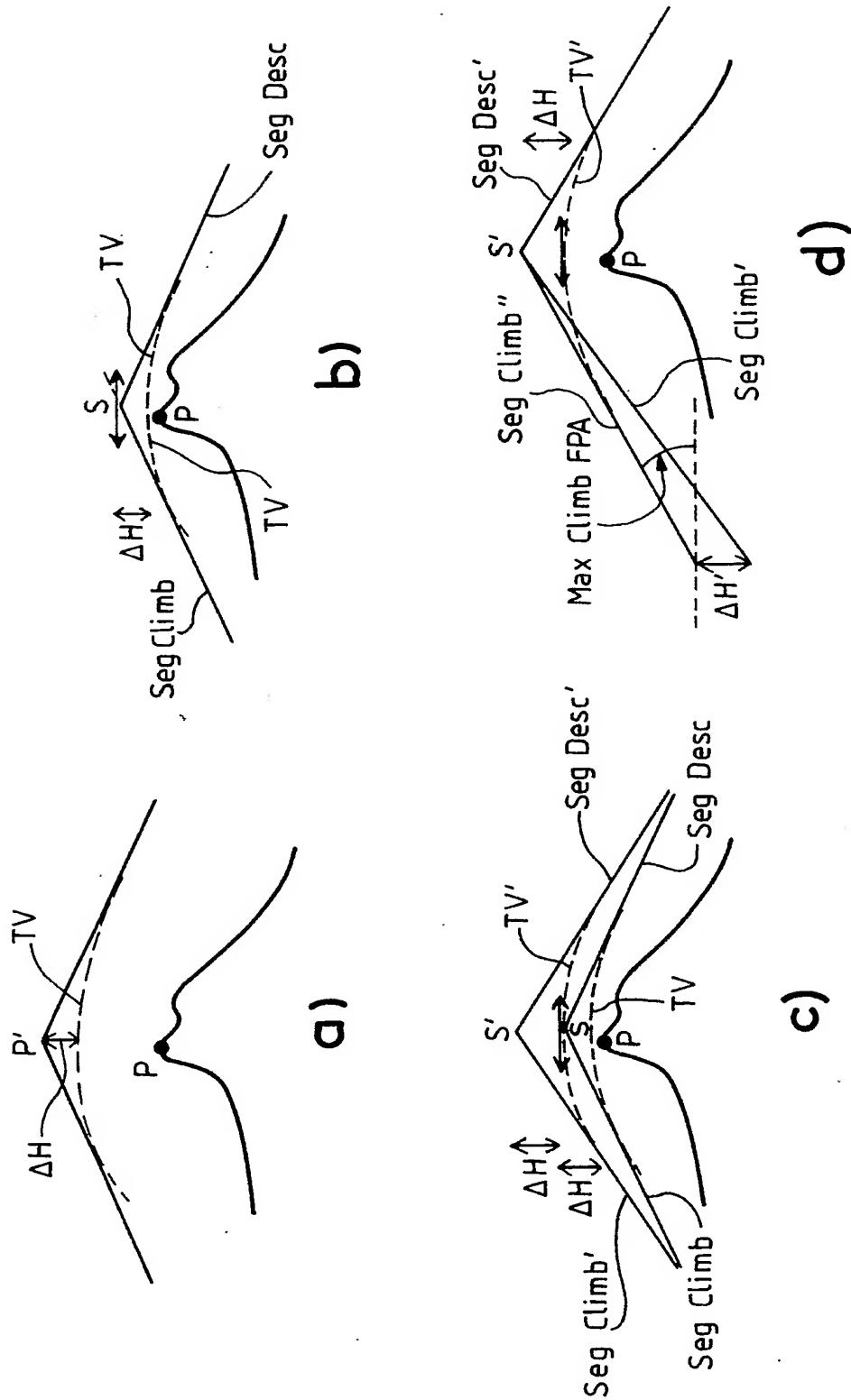


FIG.2a

2/3





**FIG. 5**

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International Application No  
PCT/EP2004/053431

**A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER**  
IPC 7 G05D1/06

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

**B. FIELDS SEARCHED**

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)  
IPC 7 G05D

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)

EPO-Internal

**C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT**

Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	EP 0 775 953 A (SEXTANT AVIONIQUE) 28 May 1997 (1997-05-28) column 1, line 10 - line 28 column 3, line 34 - column 8, line 6	1-6, 10
A	US 6 347 263 B1 (GLOVER HOWARD ET AL) 12 February 2002 (2002-02-12) abstract column 38, line 45 - column 39, line 33	1

☐ Further documents are listed in the continuation of box C.

☒ Patent family members are listed in annex.

\* Special categories of cited documents:

- \*A\* document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
- \*E\* earlier document but published on or after the international filing date
- \*L\* document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
- \*O\* document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
- \*P\* document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

- \*T\* later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
- \*X\* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
- \*Y\* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.
- \*S\* document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

16 March 2005

Date of mailing of the international search report

29/03/2005

Name and mailing address of the ISA

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2  
NL - 2280 HV Rijswijk  
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,  
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Helot, H



# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International Application No

PCT/EP2004/053431

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 0775953	A	28-05-1997	FR 2741320 A1	23-05-1997
			DE 69614226 D1	06-09-2001
			DE 69614226 T2	02-05-2002
			EP 0775953 A1	28-05-1997
			US 5922031 A	13-07-1999
<hr/>				
US 6347263	B1	12-02-2002	US 6092009 A	18-07-2000
			US 5839080 A	17-11-1998
			US 2001056316 A1	27-12-2001
			DE 69633451 D1	28-10-2004
			EP 0842396 A1	20-05-1998
			US 6088634 A	11-07-2000
			US 6219592 B1	17-04-2001
			WO 9705450 A1	13-02-1997
			US 6122570 A	19-09-2000
			US 6292721 B1	18-09-2001
			US 6138060 A	24-10-2000
			EP 0916072 A1	19-05-1999
			WO 9804883 A1	05-02-1998
<hr/>				

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande Internationale No  
PCT/EP2004/053431

**A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE**  
CIB 7 G05D1/06

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

**B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE**

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)  
CIB 7 G05D

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si réalisable, termes de recherche utilisés)  
EPO-Internal

**C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS**

Catégorie °	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	EP 0 775 953 A (SEXTANT AVIONIQUE) 28 mai 1997 (1997-05-28) colonne 1, ligne 10 - ligne 28 colonne 3, ligne 34 - colonne 8, ligne 6 -----	1-6, 10
A	US 6 347 263 B1 (GLOVER HOWARD ET AL) 12 février 2002 (2002-02-12) abrégé colonne 38, ligne 45 - colonne 39, ligne 33 -----	1

☐ Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

☒ Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

° Catégories spéciales de documents cités:

- \*A\* document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent
- \*E\* document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date
- \*L\* document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)
- \*O\* document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens
- \*P\* document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

- \*T\* document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention
- \*X\* document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément
- \*Y\* document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier
- \*Z\* document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée

16 mars 2005

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

29/03/2005

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale  
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2  
NL - 2280 HV Rijswijk  
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,  
Fax: (+31-70) 340-3016

Fonctionnaire autorisé

Helot, H

# RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande Internationale No

PCT/EP2004/053431

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 0775953	A	28-05-1997	FR 2741320 A1	23-05-1997
			DE 69614226 D1	06-09-2001
			DE 69614226 T2	02-05-2002
			EP 0775953 A1	28-05-1997
			US 5922031 A	13-07-1999
US 6347263	B1	12-02-2002	US 6092009 A	18-07-2000
			US 5839080 A	17-11-1998
			US 2001056316 A1	27-12-2001
			DE 69633451 D1	28-10-2004
			EP 0842396 A1	20-05-1998
			US 6088634 A	11-07-2000
			US 6219592 B1	17-04-2001
			WO 9705450 A1	13-02-1997
			US 6122570 A	19-09-2000
			US 6292721 B1	18-09-2001
			US 6138060 A	24-10-2000
			EP 0916072 A1	19-05-1999
			WO 9804883 A1	05-02-1998